

航空活塞二冲程汽油机排气口高度优化研究

王 蕾, 赵振峰, 俞春存, 张付军
(北京理工大学 机械与车辆学院, 北京 100081)

摘 要: 针对作为无人机动力的某可变排气二冲程发动机在去掉可变排气系统后对发动机性能的影响, 利用 Fire 仿真软件建立了发动机的缸内工作过程仿真模型, 通过仿真和试验的方法研究了去掉可变排气系统后的发动机特性, 结果表明: 去掉可变排气系统后在 2000 r/min、10% 节气门开度和 5500 r/min、50% 节气门开度条件下, 发动机的扫气效率降低, 输出功率下降。在此基础上, 利用仿真研究的方法对排气口高度参数进行了优化研究。去掉可变系统后排气口高度最优值为 36.3 mm 时可以在保证常用无人机飞行转速范围内, 各工况下扫气效率较高, 发动机指示功损失最小, 输出功率可以满足无人机动力需求。

关 键 词: 航空活塞汽油机; 二冲程; 排气口高度; 扫气效率; 性能优化

中图分类号: V234; TK411.2 **文献标志码:** A

Optimization research of the exhaust height on aviation piston two-stroke gasoline engine

WANG Lei, ZHAO Zhenfeng, YU Chuncun, ZHANG Fujun
(School of Mechanical Engineering,
Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: In order to study the influence on engine performance by a variable-exhaust two-stroke engine as the unmanned aircraft power with removal of the variable exhaust system, the simulation of the cylinder's working process in the engine was established using Fire simulation software. In the model, the characteristics of the engine after removing the variable exhaust system were studied through simulation and test. The results showed that after removing the variable exhaust system under the condition of 2000 r/min, 10% throttle opening and 5500 r/min, 50% throttle opening, the scavenging efficiency of the engine and the output power were reduced. On this basis, using the simulation study method to optimize the exhaust outlet height parameters, the results showed that: after removing the variable system, the optimal value of the exhaust outlet height was 36.3 mm, which can guarantee the common drone flight speed range. The scavenging efficiency is high under all operating conditions. The loss of engine indicator power is minimal, and the output power can satisfy the drone power demand.

Key words: aero-piston gasoline engine; two-stroke; exhaust height; scavenging efficiency; performance optimization

收稿日期:2018-01-23

作者简介:王蕾(1992—),女,硕士生,主要从事航空活塞发动机的研究。

引用格式:王蕾,赵振峰,俞春存,等.航空活塞二冲程汽油机排气口高度优化研究[J].航空动力学报,2019,34(2):442-450. WANG Lei,ZHAO Zhenfeng,YU Chuncun,et al.Optimization research of the exhaust height on aviation piston two-stroke gasoline engine[J].Journal of Aerospace Power,2019,34(2):442-450.

无人机不仅是军事战争不可缺少的航空武器装备,而且在民用航空领域也有很好的应用远景^[1-2]。二冲程发动机作为航空动力装置,具有结构简单、紧凑、质量轻、升功率高、成本低廉等优点^[3]。在中小型无人机动系统领域二冲程具有明显的优势,因此得到广泛应用,如常见无人机型号中的“海鸥”、“哈比”、“ASN-206”等,其动力装置均为二冲程发动机^[4]。但其结构上也存在换气时间短、扫气过程短路、碳氢放高等缺陷,难以满足发动机动力性及经济性的需求^[5-6]。因此,广大科研工作者在二冲程发动机换气系统匹配、气口结构优化等方面开展了大量研究工作^[7-11],丁秋铭等针对某二冲程汽油机气口的关键参数进行了优化^[7],陆军等针对二冲程汽油机扫气过程利用 CFD 进行了模拟计算,并对计算结果进行了试验验证^[10],研究表明,通过气口优化可以对发动机的性能进行一定程度的提高和改善。本文是针对某无人直升机用航空活塞二冲程汽油机的结构特点,通过研究配气相位对发动机性能的影响规律,优化其扫气过程及效率,提高发动机整机性能。

本文研究对象为可变排气口高度的航空活塞二冲程汽油机^[12]。对于航空动力装置来说,要求发动机体积小、质量轻、结构紧凑^[13],且无人机用发动机的工况条件为线工况,要求发动机在螺旋桨特性下功率稳定^[14]。针对上述要求,本文对原机可变排气阀的控制策略进行试验研究,并针对无人机对发动机的需求工况进行了排气口参数优化。采用三维数值模拟的方法,研究了该发动机在典型飞行工况下排气阀与排气口高度对换气过程的影响规律,并对排气口高度进行优化,为该发动机在无人机上的优化匹配提供理论基础。

1 样机介绍

本文的研究对象为一台二冲程缸内直喷汽油机,扫气形式为曲轴箱回流扫气^[15-19]。其结构参数如表 1 所示。

该发动机由 5 个扫气口(图 1 中气口 1~5)、一个主排气口(图 1 中气口 6)以及两个辅排气口(图 1 中气口 7、8)组成,其扫气口在圆周方向的位置示意图如图 2 所示。各扫气口在同一高度,与竖直方向有一定夹角,便于进入的气流有较好的扫气效果。从图 1 气口位置展开图可看出各个气口相对大小和位置,图中 H 为排气口高度。

表 1 发动机结构参数
Table 1 Engine structural parameters

参数	数值	参数	数值
缸径/mm	82	压缩比	12.5
冲程/mm	75.7	标定功率/kW	108
排量/mL	800	标定转速/(r/min)	7 900

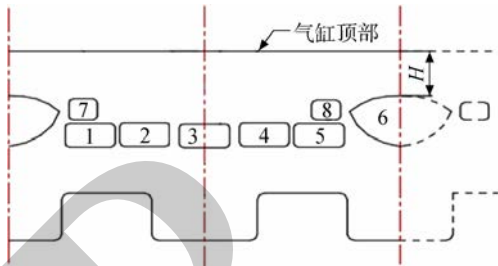


图 1 气口位置展开图
Fig. 1 Gas port position

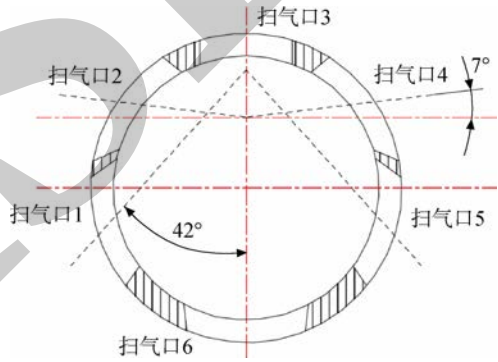


图 2 扫气道径向切面图
Fig. 2 Scavenging path of sweeping path

该发动机采用 3-D 可变排气阀实现了可变排气。3-D 是指该阀有以下特征:有 3 档位置;3 档位置分别对应每缸排气口的 3 个开度;发动机控制模块(ECM)通过 3-D MAP 图控制该阀。

阀体仅由一个线圈驱动,开启的动力为曲轴箱压力,开启时刻取决于 ECM 和磁电线圈滑阀,排气阀位置传感器为 ECM 提供当前实际位置,包括全开、中间位置和全关 3 种状态,3-D 可变排气阀控制策略如表 2 所示。ECM 可以根据发动机转速期望的排气阀开度和排气阀的实际位置,对排气阀的驱动线圈进行控制,通过控制阀体中初级排气阀和二级排气阀的开关来改变排气阀位置以及主排气口开启时刻和排气口面积。主排气阀的位置从关闭到中间状态到全开,主排气口高度依次变高,排气相位提前,排气时间变长,排气更彻底。

表 2 3-D 可变排气阀控制策略

Table 2 3-D variable exhaust valve control strategy

转速/ (r/min)	曲轴箱 压力	二级 排气阀	初级 排气阀	排气口 高度/mm
0~6 200	真空	关	关	29.3
6 200~7 400	接近大气压	开	关	36.3
7 400 以上	大于大气压	开	开	40.3

图 3 为不同排气阀状态下的扫气系统配气相位图,扫气系统中进气口开启时刻为 109° CA TDC(上止点前 109°曲轴转角),关闭时刻为 71° CA BDC(下止点前 71°曲轴转角)。排气阀全开时,排气口开启时刻为 78° CA TDC,关闭时刻为 102° CA BDC;排气阀半开时,排气口开启时刻为 85° CA TDC,关闭时刻为 95° CA BDC;排气阀全关时,排气口开启时刻为 95° CA TDC,关闭时刻

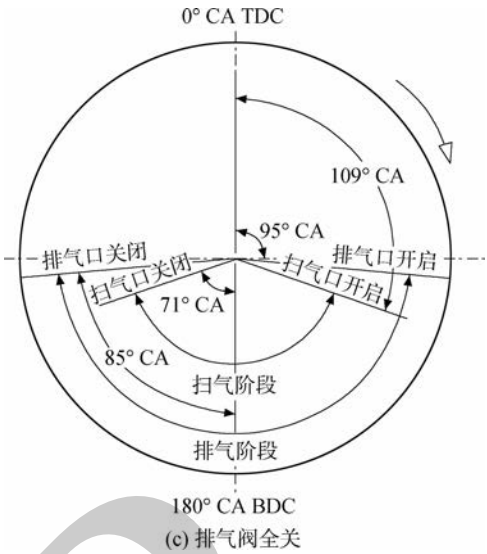
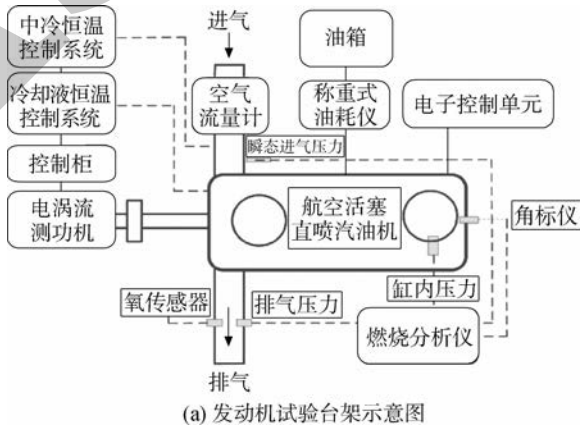


图 3 不同排气阀状态下的扫气系统配气相位
Fig. 3 Displacement phase of scavenging system
in different exhaust valve

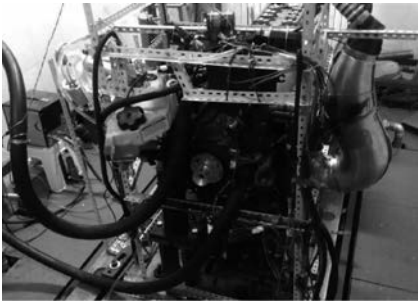
为 85° CA BDC。

2 试验台架

图 4 为航空发动机试验台示意图及实物图,该测试表 3 所示试验台相关参数。



(a) 发动机试验台架示意图



(b) 发动机试验台架实物图

图 4 发动机试验台架
Fig. 4 Engine test bench

表 3 试验台架相关设备
Table 3 Test bench related equipment

设备名称	型号
燃烧分析仪	DEWE-5000-CA
进气压力传感器	BOSCH O261230042
排气温度传感器	PT1000
油耗仪	小野 MF2200
缸压传感器	奇石乐 6118BFD16
氧传感器	BOSCH LSU4. 9
电涡流测功机	南峰 FST3

平台包括航空活塞式发动机、电涡流测功机及控制系统、空气流量计、燃油耗测试系统、燃烧数据采集系统与发动机控制系统等。

如图 5 所示为配备此发动机的无人机的高度特性曲线。

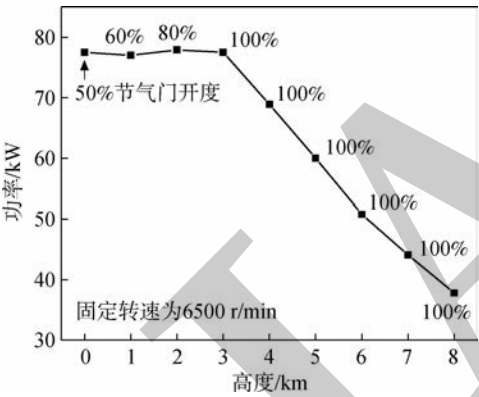


图 5 无人机高度特性曲线
Fig. 5 Drone height characteristic curve

3 建模及校核

3.1 模型建立

利用 AVL Fire 进行排气过程的气体流动计算。由于航空活塞二冲程发动机进、排气口附近的流动状态非常复杂,为了计算得到精确的缸内流场,整体最大网格尺度为 2 mm^[20]。由于气口连通扫气系统与气缸,气口细化程度对气口流量系数计算有着决定性的影响,需要对气口附近的网格进行细化,以保证整体仿真的计算精度。在上止点时,进气道网格数为 245 416,排气道网格数为 34 513,燃烧室体网格数为 33 316,总网格数为 314 245。图 6 左侧为模型网格及气口细化示意图,建模过程中气口细化网格尺度为 1 mm。图

7 是 3 种排气阀开度对应的排气道静网格,可以模拟排气阀全开、全关以及中间档 3 种情况。

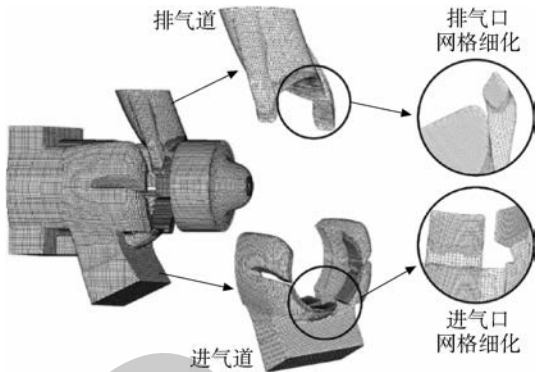


图 6 模型网格及气口细化示意图
Fig. 6 Model grid and gas refinement diagram

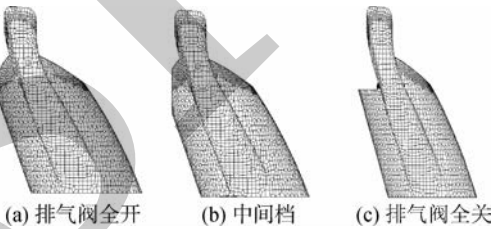


图 7 3 种排气阀开度对应的排气道静网格
Fig. 7 Three kinds of exhaust valve opening degree corresponding to the exhaust grid static grid

仿真过程中采用的燃烧模型为 Coherent Flame Model 相关火焰模型,该模型考虑了湍流和化学机理的相互影响,采用火焰面密度的方法描述火焰的发展过程,火焰面密度可以理解为单位体积内的火焰面的面积。选用的湍流模型为通用性较好的标准 $k-\epsilon$ 双方程湍流模型^[21]。

3.2 边界条件与初始化

初始条件:扫气系统和气缸部分采用压力边界条件,进气道和缸内初始压力采用试验采集数值,湍动能和湍流长度尺度根据经验公式获得^[15]。
边界条件:模型所有壁面均采用温度边界条件,根据国内外大量研究对活塞式二冲程汽油机模型的经验和相关文献中的数据资料,具体设置见表 4^[22-24]。表中曲轴箱壁面和气缸壁面为移动壁面边界,其余壁面为固定壁面边界。
仿真起始时刻在上止点后 75° CA,表示为上一次工作循环燃烧后,即将开始排气时刻。曲轴箱-扫气道系统、气缸以及排气道的初始条件则选用研究对象试验台测得的数据,具体见表 5。根

据可变排气阀的控制策略以及发动机实际试验中的记录,针对 3 个排气阀开度,研究中对应地选用了 3 个典型工况,分别为 2 000 r/min、10%节气门开度,5 500 r/min、50%节气门开度,6 500 r/min、75%节气门开度,分别指代为 A 工况、B 工况、C 工况,后文的研究主要围绕这 3 个典型工况展开。

表 4 仿真模型的边界条件设置
Table 4 Boundary condition setting of the simulation model

边界条件	数值
进气口温度/K	303
活塞壁面温度/K	550
进气道温度/K	340
气缸壁面温度/K	475
气缸盖温度/K	550
活塞顶面温度/K	590
气缸衬垫温度/K	500
气缸缸头温度/K	550
进气腔温度/K	303
排气背压/MPa	0.1

表 5 3 个工况的仿真初始条件
Table 5 Boundary condition setting of the simulation model

参数	工况 A	工况 B	工况 C
转速/(r/min)	2 000	5 500	6 500
负荷/%	10	50	75
排气阀开度	全关	中间档	全开
排气口高度/mm	29.3	36.3	40.3
缸内残压/MPa	2.86	3.87	4.1
缸内温度/K	1 100	1 200	1 300
排气温度/K	400	520	610
扫气压力/MPa	1.07	1.08	1.1

3.3 试验仿真校核

选取无人机对应发动机的平原定速巡航工况点(转速为 6 500 r/min、50%节气门开度)的缸压试验数据校核仿真模型,校核结果如图 8 所示。试验中的实际缸压与仿真缸压吻合度较高,最大误差 4.67%,可以满足研究要求。

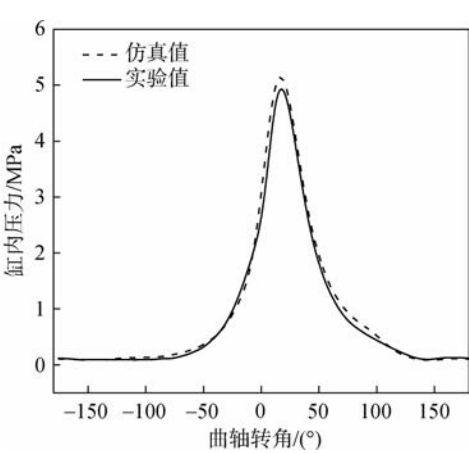


图 8 试验与仿真缸内压力对比
Fig. 8 Comparison of test and simulation of cylinder pressure

4 排气控制策略

针对无人机对动力的线工况需求,本文试图去掉原机 3-D 排气阀的复杂机构,通过优化排气口高度,保证发动机在无人机常用工况下具有良好的动力性和经济性。

因为去掉排气阀会改变发动机排气口大小以及配气相位,直接影响发动机的扫气特性以及指示功。为了研究去掉排气阀给发动机带来的影响,以及该发动机排气口高度是否存在较优解,采用上述 A、B、C 共 3 个典型工况,对扫气特性和指示功损失进行仿真分析。

4.1 去掉排气阀前后发动机性能对比分析

为了分析去掉排气阀后 3 个工况扫气特性的变化,这里采用扫气效率作为其评价指标。图 9 是去掉排气阀前后 3 个工况的扫气效率。分析发现去掉排气阀后,排气口结构发生变化的 A 工况和 B 工况都存在扫气效率变低的情况,A 工况下降了 5.09%,B 工况下降了 3.27%。这说明直接去掉可变排气阀会对发动机的扫气特性造成扫气效率低下等问题。

去掉排气阀后,A 工况和 B 工况的排气口高度均增加,排气口打开时刻提前,C 工况没有任何变化。在扫气口结构不变的情况下,发动机的自由排气阶段变长,此阶段内发动机损失的功增加。所以理论上去掉排气阀后,发动机的循环指示功会减小。图 10 是 A 工况和 B 工况去掉排气阀前后的部分示功图,横坐标的起点是仿真起始时刻 75° CA 对应的气缸容积值。实际由去掉排气阀引起的指示功损失应该是不去掉排气阀的示功

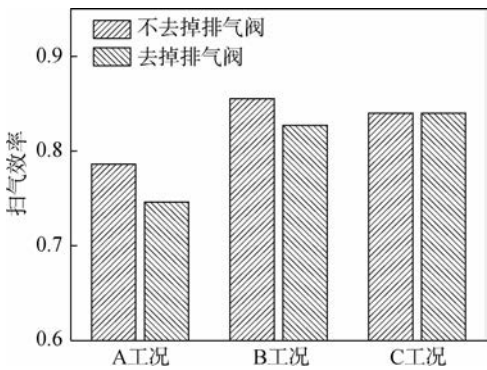


图 9 去掉排气阀前后 3 个工况的扫气效率
Fig. 9 Remove the exhaust valve before and after the three conditions of scavenging efficiency

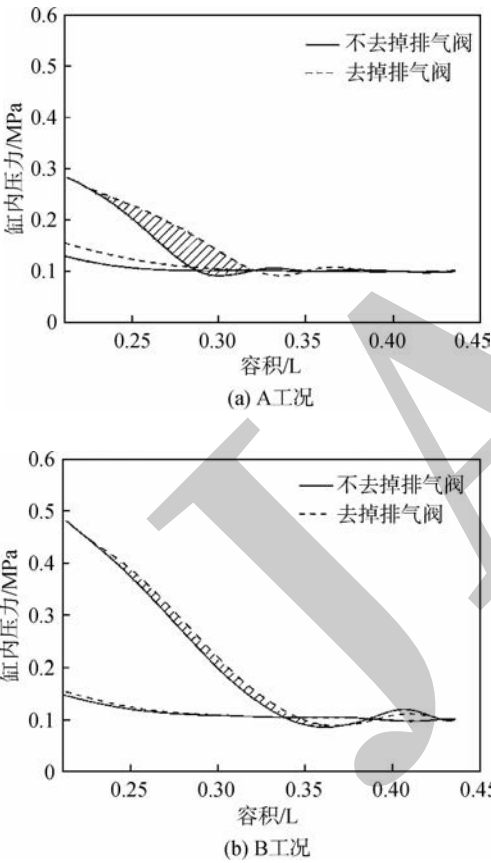


图 10 A 工况、B 工况去掉排气阀前后部分示功图
Fig. 10 Partial indicator diagram about A, B conditions remove the exhaust valve before and after

(P-V)图所围的面积和去掉排气阀 P-V 图所围面积之差。为了方便描述以及表示,本文在部分示功图中以阴影部分面积来定性分析去掉排气阀前后这两个工况由于排气口结构改变造成的指示功损失。分析发现,去掉排气阀后,A 工况和 B 工况的指示功均有损耗,但是 A 工况的气口改变量更大,损耗的指示功较 B 工况大得多。

综上所述,在该发动机原来的基础上直接去掉排气阀对其工作性能会导致指示功降低等不良影响,具体表现在发动机扫气特性和动力性变差。总的来说,从 A、B 这两个典型工况的仿真结果可以推测出,直接去掉可变排气阀后:扫气效率在排气阀不是全开的中、低速区会下降;发动机的循环指示功在排气阀全关的低速低负荷区有所下降,该处直接去掉排气阀导致气口高度变化太大,指示功损失增加。

4.2 排气口高度优化

通过文中第 4.1 节分析得出结论:直接去掉排气阀,对发动机的扫气特性和动力性都有不良的影响。因此本小节主要研究内容是在不采用可变排气阀的情况下,采用固定排气口高度对发动机工作性能的影响进行仿真分析。为了简化工作,本节选用的排气口高度 $H=40.3, 36.3, 29.3$ mm,对应排气阀全开、半开以及全关时排气口的高度。

4.2.1 扫气特性对比

图 11 是 3 个工况 3 个排气口高度下的扫气效率图,通过文中第 4.1 节已经得知在去掉排气阀($H=40.3$ mm)时,A 工况、B 工况的扫气效率不理想。从图中可以看出, H 减小至 29.3 mm 时,A 工况、B 工况的扫气效率得到了优化,但是 C 工况的扫气效率却下降较多。由此可以推测若采用此排气口高度,中、低转速负荷工况扫气效率较高,但是高速高负荷工况的扫气效率则不太理想。 $H=36.3$ mm 时,排气口高度相较于全开减小了 4 mm,但是 A 工况、B 工况的扫气效率也得到了明显的优化,此时 C 工况的扫气效率几乎没变。因此排气口高度为 36.3 mm 时对发动机扫气效率是比较理想的选择。

图 12 是 3 个工况 3 个排气口高度下的扫气质量流量曲线,质量流量为负值则说明缸内气体倒流进入了曲轴箱。从中可以看出 A 工况在 3 个排气口开度下,扫气口处的气体情况几乎一致,且在扫气口打开初始时刻均没有产生倒流,这是因为 A 工况缸内压力较低。而对 B 工况和 C 工况来说,选择排气口高度为 29.3 mm 时,扫气口的质量流量变化情况相对较大,比较明显的是与其他气口高度值相比,该高度下扫气初始阶段有缸内气体倒流进入曲轴箱。这是因为排气口高度为 29.3 mm 时,排气口打开得晚,自由排气阶段较短,因此扫气口打开时缸内残余压力比扫气压

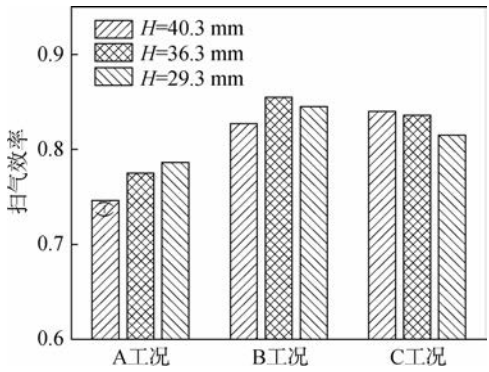


图 11 3 个工况不同排气口高度下的扫气效率

Fig. 11 Scavenging efficiency under the three operating points and three heights of exhaust ports

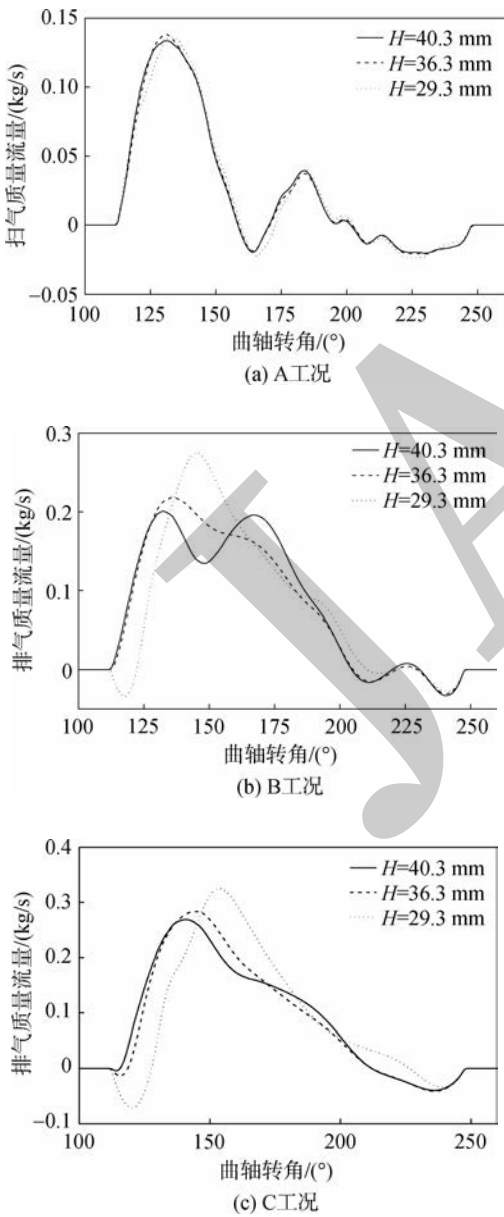


图 12 3 个工况不同排气口高度的扫气质量流量

Fig. 12 Scavenging mass flow under three operating points and three heights of exhaust ports

力大。

分析 3 个工况质量流量曲线发现除了扫气初始阶段有可能产生倒流现象以外,活塞向上运行曲轴箱体积变大的过程中也会产生废气倒流现象,从图中可以看出大概是 200° CA 之后。图 13 是 A 工况 $H=40.3\text{ mm}$ 时缸内残余废气分布图,从图中可以看出,在活塞运行至下止点之前,缸内涡流就已经卷携大量废气转移至进气口附近,这就解释了为何 A 工况在 150° CA 和 175° CA 之间还发生了废气倒流的现象。因而较其他个工况,A 工况的废气倒流量最多。因此它无论选择哪个排气口高度,其扫气效率始终较其他个工况低。

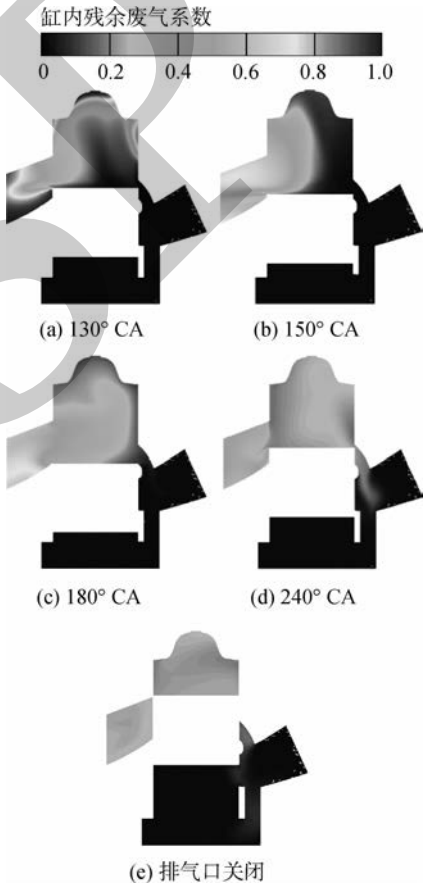


图 13 $H=40.3\text{ mm}$ 时 A 工况残余废气分布图

Fig. 13 A residual air distribution in the cylinder when $H=40.3\text{ mm}$

4. 2. 2 指示功损失对比

图 14 是 3 个工况去掉排气阀前后部分示功图,3 张图的横纵坐标均一致,因此可以直接比较阴影部分面积大小来进行对比。该阴影面积是 3 个工况排气口高度由 29.3 mm 变为最大的 40.3 mm 时发动机损失的指示功。可以很明显的看出 C 工况损失最多,A 工况损失最少,这说明排气口

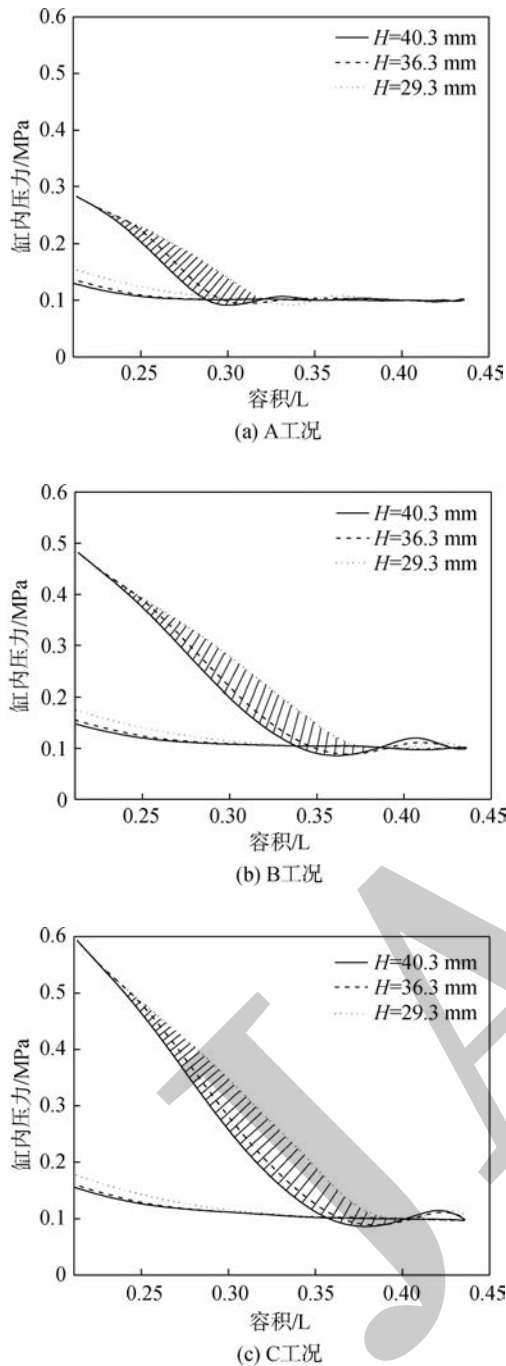


图 14 3 个工况不同排气口高度的部分示功图
Fig. 14 Part indicator at three representative simulation operating points before and after removing exhaust valve

高度的变化对高速高负荷工况下指示功的损失量影响最大,对低速低负荷工况指示功的损失量影响最小。

以这 3 个工况均采用最小值 29.3 mm 这一排气口高度值为参照,当 H 变为 36.3 mm 时,3 个工况的指示功损失已经较大。 $H=40.3$ mm 时,指示功损失进一步增加,但增加得不多。

结合指示功损失,综合考虑 3 种排气口高度

在 3 种工况下的扫气效率和扫气质量流量,排气口高度取 $H=36.3$ mm 最佳。

5 结 论

1) 本文建立了可变排气二冲程发动机的三维缸内工作过程仿真模型,并通过试验数据对模型进行了校验,校验结果表明该模型可以满足缸内分析仿真计算要求。

2) 通过仿真和试验研究结果表明:在无人机常用飞行工况下,直接去掉排气阀对发动机的工作性能的影响为:在 2000 r/min、10%节气门开度和 5500 r/min、50%节气门开度时,发动机扫气效率明显降低,循环指示功损失增加,输出功率下降。

3) 利用仿真研究的方法对排气口高度参数进行了优化计算,结果表明:排气口高度为 36.3 mm 时,可保证发动机在无人机常用飞行转速范围内扫气效率较高,指示功损失较小,发动机输出功率较高,可以满足无人机对动力的需求。

4) 本文的研究方法可以适用于其他类型发动机的改造优化,研究结果为该发动机对无人机动力系统的适应性改造提供了理论支撑。

参考文献:

[1] 廉筱纯,吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安:西北工业大学出版社,2005.

[2] 陈黎. 军用无人机技术的发展现状及未来趋势[J]. 航空科学技术,2013,11(2):11-14.

CHEN Li. Development and trend of military UAV technology[J]. Aeronautical Science Fund,2013,11(2):11-14. (in Chinese)

[3] 王兴海,马震,郑勇. 无人机用小型航空活塞发动机的发展[R]. 西安:2006 中国无人机大会,2006:523-527.

[4] 来海菊. 小型二冲程汽油机扫气过程的模拟与改进[D]. 江苏 镇江:江苏大学,2007.

LAI Haiju. Simulation and improvement of scavenging process of small two-stroke gasoline engine[D]. Zhenjiang Jiangsu:Jiangsu University,2007. (in Chinese)

[5] 贾倩倩. 小型航空二冲程直喷汽油活塞发动机燃油喷射及燃烧特性的研究[D]. 北京:北京交通大学,2014.

JIA Qianqian. Study on the fuel injection and combustion property of light-wight, two-stroke, GDI aeroengine[D]. Beijing,Beijing Jiaotong University,2014. (in Chinese)

[6] 本森 R S,徐礼云. 二冲程回流和横流扫气发动机换气过程的新型气体动力模型[J]. 国外舰船技术(内燃机类), 1979,10(8):23-39.

[7] 丁秋明,苏小平,缪小冬,等. 某二冲程汽油机气口关键参数的优化[J]. 中国农机化学报,2015,36(1):210-214.

DING Qiuming,SU Xiaoping,MIAO Xiaodong,et al. Opti-

- mization of the key parameters of a two-stroke gasoline engine air intakes [J]. Journal of Chinese Agricultural Mechanization, 2015, 36(1): 210-214. (in Chinese)
- [8] 李清砾, 唐立春, 李帅. 排气和扫气相位对小型二冲程汽油机排放等性能的影响[J]. 内燃机与配件, 2015, 18(6): 1-4. LI Qingli, TANG Lichun, LI Shuai. Effects of exhaust opening time and transfer opening time to small two-stroke gasoline engine emissions and other parameters [J]. Internal Combustion Engine and Accessories, 2015, 18(6): 1-4. (in Chinese)
- [9] 杨立青, 张兆亮, 秦静. 小型二冲程汽油机短路损失的数值可视化模拟[J]. 内燃机与配件, 2016, 10(10): 8-13. YANG Liqing, ZHANG Zhaoliang, QIN Jing. Numerical visualization of air short-circuiting in a small two-stroke SI engine [J]. Internal Combustion Engine and Accessories, 2016, 10(10): 8-13. (in Chinese)
- [10] 陆军, 沈辉, 涂强, 等. 二冲程汽油机扫气过程的 CFD 数值模拟与试验研究[J]. 农业装备技术, 2017, 43(1): 18-22. LU Jun, SHEN Hui, TU Qiang. CFD numerical simulation and experimental study on gas purge process of two-stroke gasoline engine [J]. Agricultural Equipment Technology, 2017, 43(1): 18-22. (in Chinese)
- [11] 陈欠根, 张祥剑, 潘钟键, 等. 二冲程柴油航空发动机混和扫气数值仿真[J]. 科技导报, 2014, 32(22): 23-28. CHEN Qiangen, ZHANG Xiangjian, PAN ZHongjian. Numerical simulation of mixed scavenging methods for two-stroke diesel aero engines [J]. Technology Review, 2014, 32(22): 23-28. (in Chinese)
- [12] MUGELE M, TRIBULOWSKI J, PETERS H, et al. Numerical analysis of gas exchange and combustion process in a small two-stroke gasoline engine [J]. Cardiology, 2001, 115(4): 274-274.
- [13] 曹源, 金先龙, 孟光. 航空发动机系统级仿真研究的回顾与展望[J]. 航空动力学报, 2004, 19(4): 562-571. CAO Yuan, JIN Xianlong, MENG Guang. Retrospect and prospect of aeroengine system level simulation research [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(4): 562-571. (in Chinese)
- [14] 蔡晓林. FAI 二冲程缸内直喷汽油机的研究[D]. 天津: 天津大学, 2005. CAI Xiaolin. Study on FAI injection two-stroke DISI engine [D]. Tianjin: Tianjin University, 2005. (in Chinese)
- [15] 胡春明, 郝蒙蒙. 无人机活塞式发动机进排气系统优化[J]. 航空动力学报, 2018, 33(4): 1009-1016. HU Chunming, HAO Mengmeng. Optimization of intake and exhaust systems for unmanned piston engines [J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(4): 1009-1016. (in Chinese)
- [16] 蔡娟. 某小型航空煤油活塞发动机总体性能分析及优化[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015. CAI Juan. Analysis and optimization on the overall performance of small aviation kerosene piston engine [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015. (in Chinese)
- [17] 蒋炎坤, 钟毅芳, 罗马吉, 等. 二冲程发动机扫排气道-缸内系统三维瞬态数值模拟研究[J]. 内燃机学报, 2001, 19(2): 159-164. JIANG Yankun, ZHONG Yifang, LUO Maji, et al. Three-dimensional transient numerical simulation in the scavenging system and the cylinder for two-stroke engine [J]. Transactions of CSICE, 2001, 19(2): 159-164. (in Chinese)
- [18] BLAIR G P, KENNY R G, SMYTH J G, et al. An experimental comparison of loop and cross scavenging of the two-stroke cycle engine [R]. Washington: Slurry Transport Association, 1986.
- [19] 林海英, 龙向阳. 某型增压航空活塞发动机仿真研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(6): 1332-1338. LIN Haiying, LONG Xiangyang. Simulation research on a type of turbocharged piston engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(6): 1332-1338. (in Chinese)
- [20] 朱成, 杨海青, 汪明生. 基于 CFD 分析的二冲程发动机直喷燃烧室方案设[J]. 航空动力学报, 2013, 28(12): 2737-2745. ZHU Cheng, YANG Haiqing, WANG Mingsheng. Design of combustion chamber program of two-stroke direct injection spark ignition engine based on the CFD [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(12): 2737-2745. (in Chinese)
- [21] CUNNINGHAM G, KEE R J, BOYALL J. CFD prediction of crankcase flow regimes in a crankcase scavenged two-stroke engine [R]. Boston: International Congress and Exposition, 1997.
- [22] 陈林林, 魏民祥, 杨海青. 航空二冲程汽油发动机均值模型的试验与仿真[J]. 航空动力学报, 2008, 23(12): 2249-2255. CHEN Linlin, WEI Minxiang, YANG Haiqing. Experiment and simulation of the mean value model on two-stroke gasoline aero-engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(12): 2249-2255. (in Chinese)
- [23] 杜涛. CFD 模拟分析在二冲程汽油机性能改进中的应用探讨[J]. 内燃机与动力装置, 2010(3): 30-32, 36. DU Tao. CFD simulation analysis on two-stroke gasoline engine improvement [J]. Internal Combustion Engine and Powerplant, 2010(3): 30-32, 36. (in Chinese)
- [24] 王广基, 郭晨海, 姜树李, 等. 二冲程汽油机扫气过程的 CFD 模拟计算与试验[J]. 小型内燃机与车辆技术, 2008, 37(2): 29-32. WANG Guangji, GUO Chenhai, JIANG Shuli, et al. Simulation by CFD and experimentation for a loop-scavenged two-stroke engine [J]. Small Internal Combustion Engine and Motorcycle, 2008, 37(2): 29-32. (in Chinese)